

# 低成本的多普勒-捷联惯性组合导航系统

南京航空学院 袁 信 于再新

## 摘 要

本文研究了一种采用低精度的惯性器件,应用卡尔曼滤波技术的多普勒捷联惯性组合导航系统。讨论了组合方案,推导了系统的动态方程,设计了一种最优和四种次优卡尔曼滤波器。对系统进行了协方差分析。分析结果表明,采用随机漂移为  $0.1^\circ/\text{h}$  的陀螺仪,零位误差为  $10^{-4}\text{g}$  的加速度计,应用卡尔曼滤波技术可以实现  $1\text{nmile}/\text{h}$  的导航精度,成为一种低成本、中等精度的导航系统。

## 一、引 言

随着计算技术的发展,应用计算机软件来提高导航系统的精度,已成为一种有效的技术途径。

捷联式惯性系统是七十年代发展起来的一种新型惯导系统,其突出的特点是用计算机来完成导航平台的功能,从而可以大大的减小整个系统的重量、体积和成本。由于捷联式系统对惯性器件提出了更高的要求,因此,要想利用现有陀螺实现  $1\text{nmile}/\text{h}$  的导航精度,也是相当困难的。

本文研究了采用低精度的惯性器件,应用卡尔曼滤波技术的多普勒捷联惯性组合系统,研究结果表明,这种组合系统完全可以实现低成本和中等精度的导航要求。

## 二、系统组合方案和动态方程

系统组合方案如图1所示,是采用线性卡尔曼滤波器和开环补偿的组合方案。

捷联式系统姿态矩阵的计算采用四元素法<sup>[1]</sup>。在考虑用滤波估计值对陀螺漂移进行补偿的情况下,计算的四元素微分方程为

$$\dot{\hat{Q}} = \frac{1}{2} \hat{Q} (\tilde{\omega}_{\dot{e}}^b - \hat{\omega}_{\dot{e}}^b - \hat{\omega}_{\dot{e}n} - \hat{\varepsilon}^b)$$

式中  $\hat{Q}$ ——计算的姿态四元素;

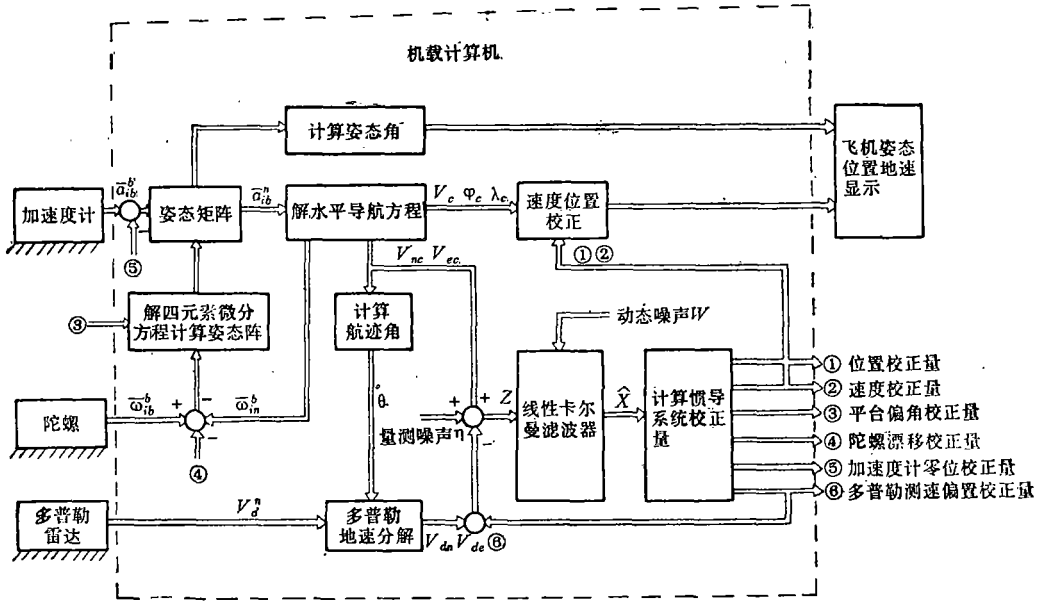


图 1 组合导航系统的原理方块图

$\hat{\omega}_{ib}^b$ ——捷联式陀螺测量的角速度；

$\hat{\omega}_{ie}^b, \hat{\omega}_{en}^b$ ——在机体坐标系内表示的计算地球自转角速度和飞行器运动产生的角速度；

$\hat{\epsilon}^b$ ——估计的陀螺漂移值。

采用线性卡尔曼滤波器的组合系统，对导航系统进行反馈校正和开环补偿效果是完全相同的。反馈校正或开环补偿的精度都等于滤波精度。对捷联式系统，采用开环补偿更便于实现。

计算的四元素的补偿按下式进行

$$Q = \delta \hat{Q} \cdot \hat{Q}$$

式中

$$\delta \hat{Q} = 1 + \frac{1}{2} \hat{\Phi}$$

$$\hat{\Phi} = [\hat{\alpha} \ \hat{\beta} \ \hat{\gamma}]^T$$

$\hat{\alpha}, \hat{\beta}, \hat{\gamma}$ ——姿态和方位误差角的估计值。

按姿态四元素和姿态矩阵的关系<sup>(1)</sup>，得姿态矩阵为

$$C_{ib}^n = \begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{13} \\ c_{21} & c_{22} & c_{23} \\ c_{31} & c_{32} & c_{33} \end{bmatrix}$$

### 1. 系统误差方程

考虑系统的主要误差源是陀螺的随机漂移和加速度计的零位误差，则沿地理坐标系轴向列写的误差方程为

$$\begin{aligned}
 \dot{\alpha} &= \frac{\delta V_e}{R} - \omega_{ie} \sin \varphi \delta \varphi + \frac{V_n}{R} \gamma - \left( \omega_{ie} \sin \varphi + \frac{V_e}{R} \operatorname{tg} \varphi \right) \beta + c_{11} \varepsilon_x \\
 &\quad + c_{12} \varepsilon_y + c_{13} \varepsilon_z \\
 \dot{\beta} &= -\frac{\delta V_n}{R} + \left( \omega_{ie} \sin \varphi + \frac{V_e}{R} \operatorname{tg} \varphi \right) \alpha + \left( \omega_{ie} \cos \varphi + \frac{V_e}{R} \right) \gamma + c_{21} \varepsilon_x \\
 &\quad + c_{22} \varepsilon_y + c_{23} \varepsilon_z \\
 \dot{\gamma} &= -\frac{\delta V_e}{R} \operatorname{tg} \varphi - \left( \omega_{ie} \cos \varphi + \frac{V_e}{R} \sec^2 \varphi \right) \delta \varphi - \left( \omega_{ie} \cos \varphi + \frac{V_e}{R} \right) \beta \\
 &\quad - \frac{V_n}{R} \alpha + c_{31} \varepsilon_x + c_{32} \varepsilon_y + c_{33} \varepsilon_z \\
 \delta \dot{V}_n &= -a_d \beta + a_e \gamma + \frac{V_d}{R} \delta V_n - \left( 2\omega_{ie} \sin \varphi + \frac{V_e}{R} \operatorname{tg} \varphi \right) \delta V_e \\
 &\quad - \left( 2\omega_{ie} \cos \varphi + \frac{V_e}{R} \sec^2 \varphi \right) V_e \delta \varphi + c_{11} \nabla_x + c_{12} \nabla_y + c_{13} \nabla_z \\
 \delta \dot{V}_e &= a_d \alpha - a_n \gamma + \left( 2\omega_{ie} \sin \varphi + \frac{V_e}{R} \operatorname{tg} \varphi \right) \delta V_n + \left( \frac{V_n}{R} \operatorname{tg} \varphi \right. \\
 &\quad \left. + \frac{V_d}{R} \right) \delta V_e + (2\omega_{ie} V_n \cos \varphi - 2\omega_{ie} V_d \sin \varphi) \\
 &\quad + \frac{V_e}{R} V_n \sec^2 \varphi \delta \varphi + c_{21} \nabla_x + c_{22} \nabla_y + c_{23} \nabla_z \\
 \delta \dot{\varphi} &= \frac{\delta V_n}{R} \\
 \delta \dot{\lambda} &= \frac{\delta V_e}{R} \sec \varphi + \frac{V_e}{R} \sec \varphi \operatorname{tg} \varphi \delta \varphi
 \end{aligned} \tag{1}$$

式中  $\alpha, \beta, \gamma$ ——姿态方位误差角;  
 $\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z$ ——捷联陀螺的随机漂移;  
 $\nabla_x, \nabla_y, \nabla_z$ ——捷联加速度计的零位误差;  
 $R$ ——地球半径;  
 $V_n, V_e, V_d$ ——地理坐标系轴向的飞行器相对地球的速度分量;  
 $a_n, a_e, a_d$ ——地理坐标系轴向的比力;  
 $\varphi, \lambda$ ——地理纬度和经度;  
 $\delta V_n, \delta V_e$ ——北向和东向速度误差。

惯性系统的垂直通道是发散的, 为了简单起见, 不考虑垂直通道。本文采用的地理坐标系为北东地坐标系。

## 2. 系统噪声模型<sup>[2]</sup>

系统噪声主要考虑陀螺的随机漂移和加速度计的零位误差, 这些误差都是有色噪声。在捷联式系统中, 由于惯性器件是固连在机体上, 所以, 这些有色噪声是随飞行器姿态和航向的变化而时变的。假定捷联式陀螺的随机漂移由随机常数和一阶马尔柯夫过程组成, 即

$$\varepsilon_i = \varepsilon_{oi} + \varepsilon_{ri} \quad i = x, y, z$$

$$\text{式中} \quad \dot{\varepsilon}_{oi} = 0 \tag{2}$$

$$\dot{\varepsilon}_{ri} = -\mu_{ei} \varepsilon_{ri}(t) + w_{ei}(t) \tag{3}$$

加速度计的零位误差也假定为一阶马尔柯夫过程, 则

$$\dot{v}_i(t) = -\mu_{v_i} v_i(t) + w_{v_i}(t) \quad (4)$$

式中  $\mu_{v_i}$ ,  $\mu_{v_i}$ ——反相关时间;

$w_{v_i}$ ,  $w_{v_i}$ ——零均值的白噪声, 其相关函数为

$$\left. \begin{aligned} \rho_{v_i} &= 2\mu_{v_i} \sigma_{v_i}^2 \delta(\tau) \\ \rho_{v_i} &= 2\mu_{v_i} \sigma_{v_i}^2 \delta(\tau) \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

$\sigma_{v_i}^2$ ,  $\sigma_{v_i}^2$ ——一阶马尔柯夫过程的方差。

### 3. 量测方程

多普勒雷达测量的地速为  $V_i$ , 分解成北向和东向分量, 即

$$V_{in} = V_i \cos \theta$$

$$V_{ie} = V_i \sin \theta$$

$\theta$  为航迹角, 可用惯性系统输出的北向和东向速度求得

$$\theta = \operatorname{tg} \frac{V_e}{V_n} + \operatorname{sgn}\{V_n, V_e\} \pi$$

$$\operatorname{sgn}\{V_n, V_e\} = \begin{cases} 0 & V_e \geq 0, V_n > 0 \\ 1 & V_e < 0, V_n \leq 0 \\ -1 & V_e \geq 0, V_n < 0 \end{cases}$$

多普勒雷达的测速误差考虑为随机常数和白噪声, 则

$$V_{ii} = V_i + \delta V_{i, i} + \eta_i \quad i = n, e$$

$$\delta \dot{V}_{i, i} = 0$$

$\eta_i$ ——均值为零的白噪声。

惯性速度和多普勒速度之差作为量测信息, 故量测方程为

$$\left. \begin{aligned} Z_n &= \delta V_n - \delta V_{in} + \eta_n \\ Z_e &= \delta V_e - \delta V_{ie} + \eta_e \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

### 4. 系统动态方程

取状态矢量为

$$\mathbf{X}(t) = [\alpha, \beta, \gamma, \delta V_n, \delta V_e, \delta \varphi, \delta \lambda, \varepsilon_{ex}, \varepsilon_{ey}, \varepsilon_{ex}, \varepsilon_{ey}, \varepsilon_{rx}, \varepsilon_{ry}, \varepsilon_{rx}, \varepsilon_{ry}, \nabla_x, \nabla_y, \nabla_x, \delta V_{in}, \delta V_{ie}]^T$$

系统噪声矢量为

$$\mathbf{W}(t) = [w_{ex}, w_{ey}, w_{ex}, w_{ey}, w_{vx}, w_{vy}]^T$$

量测矢量为

$$\mathbf{Z}(t) = [Z_n, Z_e]^T$$

量测噪声矢量为

$$\mathbf{V}(t) = [\eta_n, \eta_e]^T$$

系统动态方程为

$$\left. \begin{aligned} \mathbf{X}(t) &= \mathbf{F}(t)\mathbf{X}(t) + \mathbf{G}(t)\mathbf{W}(t) \\ \mathbf{Z}(t) &= \mathbf{H}(t)\mathbf{X}(t) + \mathbf{V}(t) \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

式中  $\mathbf{F}(t)$  为  $18 \times 18$  阶系统矩阵,  $\mathbf{G}(t)$  为  $18 \times 6$  阶的干扰分布阵,  $\mathbf{H}(t)$  为  $2 \times 18$  阶的量测矩阵。各矩阵的非零元素为

$$\begin{aligned} F(1, 2) &= -\left(\omega_{ie} \sin \varphi + \frac{V_e}{R} \operatorname{tg} \varphi\right) & F(1, 3) &= \frac{V_n}{R} \\ F(1, 5) &= \frac{M}{R} & F(1, 6) &= -\omega_{ie} \sin \varphi \\ F(1, 8) &= F(1, 11) = c_{11} & F(1, 10) &= F(1, 13) = c_{13} \\ F(1, 9) &= F(1, 12) = c_{12} & F(2, 1) &= -F(1, 2) \\ F(2, 3) &= \omega_{ie} \cos \varphi + \frac{V_e}{R} & F(2, 4) &= -F(1, 5) \\ F(2, 8) &= F(2, 11) = c_{21} & F(2, 9) &= F(2, 12) = c_{22} \\ F(2, 10) &= F(2, 13) = c_{23} & F(3, 1) &= -F(1, 3) \\ F(3, 2) &= -F(2, 3) & F(3, 5) &= \frac{M}{R} \operatorname{tg} \varphi \\ F(3, 6) &= -\left(\omega_{ie} \cos \varphi + \frac{V_e}{R} \sec^2 \varphi\right) & F(3, 8) &= F(3, 11) = c_{31} \\ F(3, 9) &= F(3, 12) = c_{32} & F(3, 10) &= F(3, 13) = c_{33} \\ F(4, 2) &= -\frac{a_d}{M} & F(4, 3) &= \frac{a_e}{M} \\ F(4, 6) &= -\left(2\omega_{ie} \cos \varphi + \frac{V_e}{R} \sec^2 \varphi\right) \frac{V_e}{M} & F(4, 14) &= c_{11} \\ F(4, 15) &= c_{12} & F(4, 16) &= c_{13} \\ F(5, 1) &= -F(4, 2) & F(5, 2) &= -\frac{a_n}{M} \\ F(5, 4) &= 2\omega_{ie} \sin \varphi + \frac{V_e}{R} \operatorname{tg} \varphi & F(5, 5) &= \frac{V_n}{R} \operatorname{tg} \varphi + \frac{V_d}{R} \\ F(5, 6) &= \left(2\omega_{ie} V_n \cos \varphi - 2\omega_{ie} V_d \sin \varphi + \frac{V_e}{R} V_n \sec^2 \varphi\right) & & \\ F(5, 14) &= c_{21} & F(5, 15) &= c_{22} \\ F(5, 16) &= c_{23} & F(6, 4) &= F(1, 5) \\ F(7, 5) &= \frac{M}{R} \sec \varphi & F(7, 6) &= \frac{V_e}{R} \operatorname{tg} \varphi \sec \varphi \\ F(11, 11) &= -\mu_{xx} & F(12, 12) &= -\mu_{yy} \\ F(13, 13) &= -\mu_{xx} & F(14, 14) &= -\mu_{\nabla x} \\ F(15, 15) &= -\mu_{\nabla y} & F(16, 16) &= -\mu_{\nabla z} \end{aligned}$$

$M = \frac{180 \times 3600}{\pi}$  以 m、sec、(°) 为单位的变换系数。

$$G(11, 1) = G(12, 2) = G(13, 3) = G(14, 4) = G(15, 5) = G(16, 6) = 1$$

$$H(1,4)=H(2,5)=1; H(1,17)=H(2,18)=-1$$

系统噪声 $W(t)$ 和量测噪声 $V(t)$ 是互不相关的零均值高斯白噪声,故

$$E\{W(t)\}=0 \quad E\{W(t)W^T(t)\}=Q(t)\delta(t)$$

$$E\{V(t)\}=0 \quad E\{V(t)V^T(t)\}=R(t)\delta(t)$$

$$\text{cov}\{W(t), V(t)\}=0 \quad \text{cov}\{X_0, W(t)\}=0$$

$$Q(t)=\text{diag}\{2\mu_{\varepsilon_x}\sigma_{\varepsilon_x}^2, 2\mu_{\varepsilon_y}\sigma_{\varepsilon_y}^2, 2\mu_{\varepsilon_z}\sigma_{\varepsilon_z}^2, 2\mu_{\nabla_x}\sigma_{\nabla_x}^2, 2\mu_{\nabla_y}\sigma_{\nabla_y}^2, 2\mu_{\nabla_z}\sigma_{\nabla_z}^2\}$$

$$R(t)=\text{diag}\{\sigma_{n_n}^2, \sigma_{n_e}^2\}$$

把(7)式离散化得

$$\left. \begin{aligned} X(k+1) &= \Phi(k+1/k)X(k) + \Gamma(k+1/k)W(k) \\ Z(k+1) &= H(k+1)X(k+1) + V(k+1) \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

### 三、纯惯性系统的协方差分析

对纯惯性系统,取状态矢量为

$$X_I(t) = [\alpha, \beta, \gamma, \delta V_n, \delta V_a, \delta\varphi, \delta\lambda, \varepsilon_{ax}, \varepsilon_{ay}, \varepsilon_{az}, \varepsilon_{rx}, \varepsilon_{ry}, \varepsilon_{rz}, \nabla_x, \nabla_y, \nabla_z]^T$$

则纯惯性系统的状态方程为

$$\dot{X}_I(t) = F_I(t)X_I(t) + G_I(t)W_I(t)$$

其离散化的协方差阵为

$$\begin{aligned} P_I(k+1) &= \Phi_I(k+1/k)P_I(k)\Phi_I^T(k+1/k) \\ &+ \Gamma_I(k+1/k)Q_I(k)\Gamma_I^T(k+1/k) \end{aligned} \quad (9)$$

考虑飞行轨迹为:飞行器在北纬 $30^\circ$ 、东经 $120^\circ$ 起飞,  $0\sim 0.2$ h向东匀速爬高 $V_e=3000\text{km/h}$ ,  $V_a=-100\text{km/h}$ ,  $0.2\sim 0.4$ h,转向平飞,  $V_e=0$ ,  $V_a=100\text{km/h}$ ,  $0.4\sim 4$ h,向东作等速水平飞行,  $\dot{V}_e=\dot{V}_a=\dot{V}_d=0$ 。

在平飞段,飞行器的姿态阵为

$$C_I^a = \begin{bmatrix} 0 & -1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

由于起飞段时间很短,为了便于说明应用卡尔曼滤波技术对提高导航性能的影响,我们采用平飞时的姿态阵对系统进行仿真。

状态转移阵按下式计算<sup>[3]</sup>

$$\Phi(k+1/k) = I + FT + \frac{1}{2}F^2T^2 + \dots + \frac{1}{9!}F^9T^9 \quad (10)$$

式中 $T=60^\circ$ ,计算步长。

干扰分布阵按下式计算<sup>[3]</sup>

$$\Gamma(k+1/k) = T \left( I + \frac{1}{2!}FT + \frac{1}{3!}F^2T^2 + \dots + \frac{1}{10!}F^9T^9 \right) G \quad (11)$$

误差模型和初始条件参数如表1所示,在所考虑的应用条件下,初始速度和初始位置可以认为等于零。协方差分析的结果如图2~3所示。计算结果说明,纯惯性系统的姿态方位误差以及速度和位置误差都是随时间振荡增长的。位置误差在飞行四小时后高达

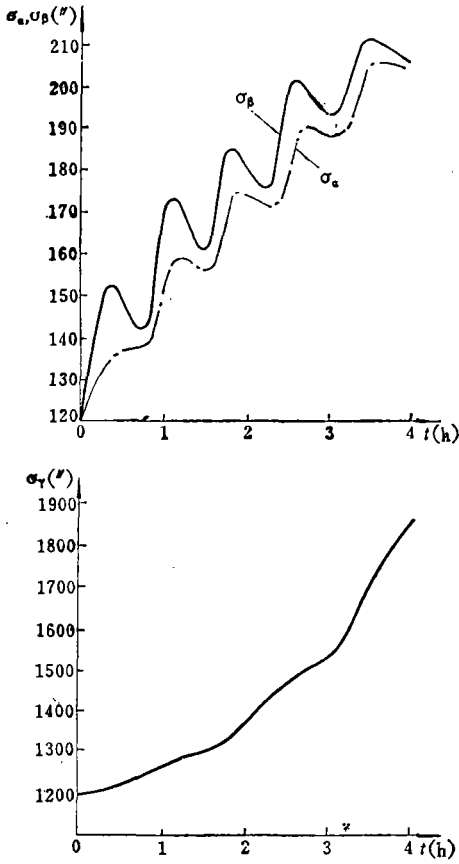


图 2 纯惯性系统姿态和方位误差

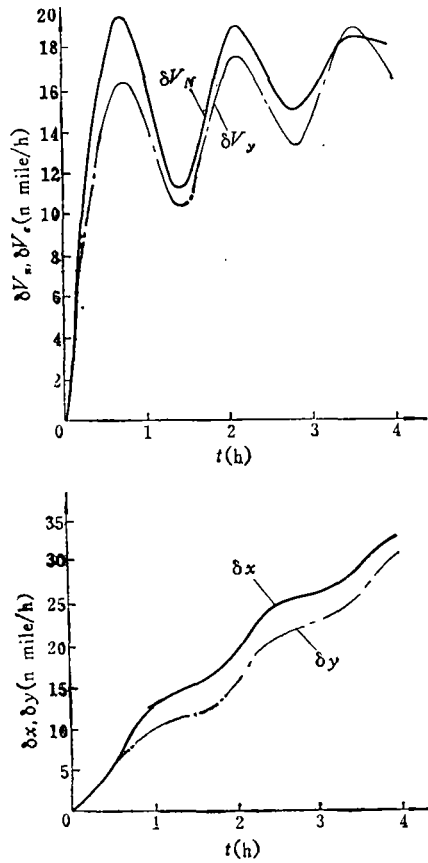


图 3 纯惯性系统速度和位置误差

表 1 误差模型和初始条件参数

惯性系统误差源		均方根值	相关时间 (h)	初始条件	
姿 态	$\alpha_0$ $\beta_0$			120" 120"	
方 位	$\gamma_0$			20'	
速 度	$\delta V_{n0}$			0	
	$\delta V_{e0}$			0	
位 置	$\delta \varphi_0$			0	
	$\delta \lambda_0$			0	
陀 螺	纵 向	偏置 $\varepsilon_{cx}$ 随机 $\varepsilon_{rx}$	0.1°/h 0.1°/h	1	0.1°/h 0.1°/h
	横 向	偏置 $\varepsilon_{cy}$ 随机 $\varepsilon_{ry}$	0.1°/h 0.1°/h	1	0.1°/h 0.1°/h
	垂 直 向	偏置 $\varepsilon_{cz}$ 随机 $\varepsilon_{rz}$	0.1°/h 0.1°/h	1	0.1°/h 0.1°/h

(续)

惯性系统误差源			均方根值	相关时间(h)	初始条件
加速度计	纵 向	随机 $\nabla_x$	$10^{-4} g$	0.5	$10^{-4} g$
	横 向	随机 $\nabla_y$	$10^{-4} g$	0.5	$10^{-4} g$
	垂 直 向	随机 $\nabla_z$	$10^{-4} g$	0.5	$10^{-4} g$
多普勒雷达误差源			均方根值	相关时间(h)	初始条件
偏置	北 东 向 向	$\delta V_{len}$	1.5km/h	—	1.5km/h
		$\delta V_{leo}$	1.5km/h	—	1.5km/h
随机	$\eta_n$ $\eta_e$			白噪声 白噪声	

37nmile (CEP), 平均导航精度为 9.29nmile/h (CEP)。而姿态误差和方位误差, 飞行四小时后分别为  $0.06^\circ$  和  $0.5^\circ$ , 显然, 用所选用的低精度惯性器件构成的纯惯性系统, 不能满足导航要求, 但是, 作为一个航向姿态系统则是相当理想的。

#### 四、用最优滤波器的组合系统协方差分析

考虑对系统进行开环补偿的情况, 带有卡尔曼滤波器的系统方程为

$$\begin{aligned}
 X(k+1) &= \Phi(k+1/k)X(k) + \Gamma(k) \\
 &\quad + 1/k)W(k) - X(k+1/k+1) \\
 Z(k+1) &= H(k+1)X(k+1) + V(k+1) \\
 P(k+1/k) &= \Phi(k+1/k)P(k/k)\Phi^T(k+1/k) \\
 &\quad + \Gamma(k+1/k)Q(k)\Gamma^T(k+1/k) \\
 K(k+1) &= P(k+1/k)H^T(k+1)[H(k+1) \\
 &\quad \cdot P(k+1/k)H^T(k+1) + R(k+1)]^{-1} \\
 \hat{X}(k+1/k+1) &= K(k+1)Z(k+1) \\
 P(k+1/k+1) &= [I - K(k+1)H(k+1)] \\
 &\quad \times P(k+1/k)[I - K(k+1)H(k+1)]^T \\
 &\quad + K(k+1)R(k+1)K^T(k+1)
 \end{aligned} \tag{12}$$

对这样的组合系统, 可以有两种分析方法, 即蒙特卡洛法和协方差法。由于开环补偿之后的剩余误差和估计误差相同, 所以, 滤波的协方差阵对角元素就是开环补偿后的系统误差方差。计算滤波的协方差阵, 可以看出组合系统的精度。故本文采用协方差分析法。协方差分析的结果, 在图 4~图 7 中用“最优”表示。

#### 五、用次优滤波器的组合系统协方差分析

为了减小计算工作量, 本文研究了下面几种带“次优”滤波器的组合系统。

##### 1. 带降阶次优滤波器的组合系统

在状态方程 (7) 中, 把垂直向陀螺的漂移和三个加速度计的零位误差简化成白噪声, 则状态方程从 18 阶降为 13 阶。对采用这种次优滤波器的组合系统进行协方差分析, 分析结果在图 4~图 7 中用“次 I”表示。



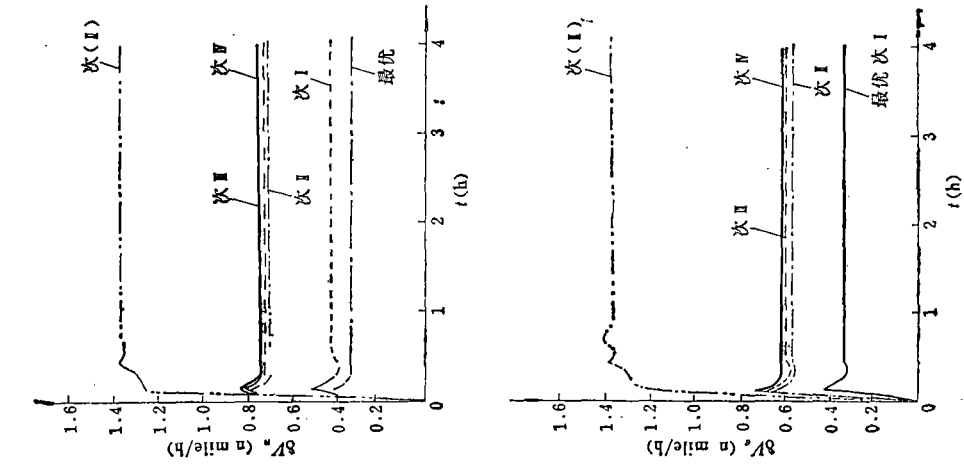


图 4 组合系统姿态误差

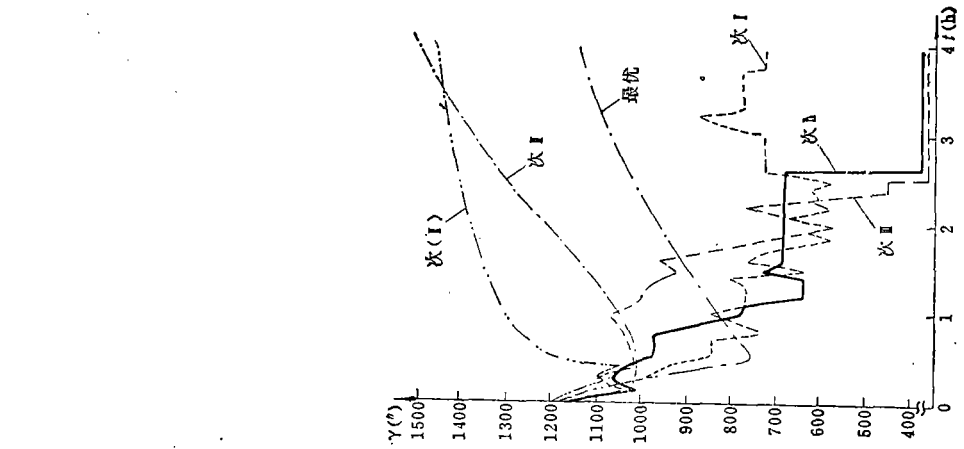


图 5 组合系统方位误差

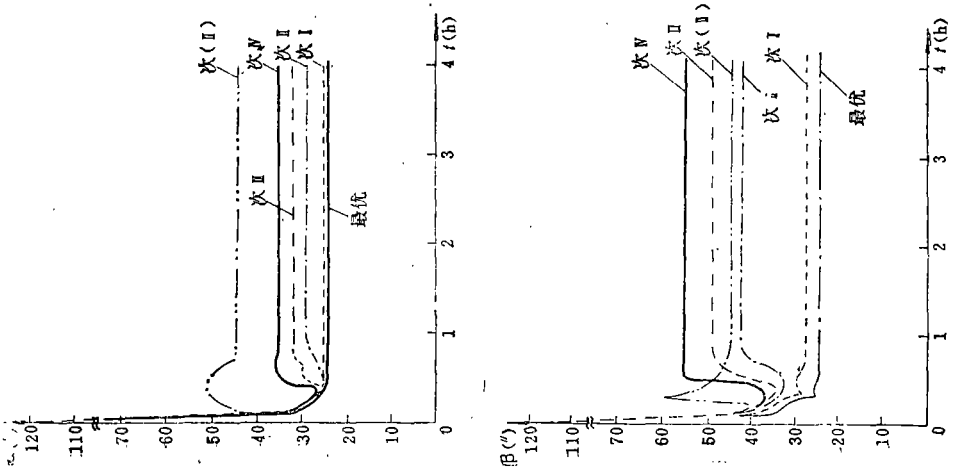


图 6 组合系统速度误差

### 2. 用分段常值增益次优滤波器的组合系统

令  $N = \frac{\tau}{T}$ ,  $\tau$  为增益阵的计算周期。用  $N$  进行分段, 取每段中增益阵为常值, 第  $j$  段的增益阵按下式计算

$$\begin{aligned}
 P(jN + 1 / jN) &= \Phi(jN + 1 / jN) \\
 &\cdot P(jN / jN) \Phi^T(jN + 1 / jN) \\
 &+ \Gamma(jN + 1 / jN) Q(jN) \Gamma^T(jN + 1 / jN)
 \end{aligned}
 \tag{13}$$

$$\begin{aligned}
 K^*(jN + 1) &= P(jN + 1 / jN) \\
 &\cdot H^T(jN + 1) [H(jN + 1) \\
 &P(jN + 1 / jN) H^T(jN + 1) + R(jN + 1)]^{-1}
 \end{aligned}
 \tag{14}$$

我们取  $N = 6$ , 则采用分段常值增益阵滤波器的组合系统协方差分析结果在图 4 ~ 图 7 中用“次 (II)”表示。

考虑飞行器在起飞段作机动飞行, 参数变化较快, 故取  $N = 2$ , 进入平飞后再取  $N = 6$ , 此时组合系统协方差分析的结果如图 4 ~ 图 7 中“次 I”所示。

### 3. 用降阶和分段常值增益阵次优滤波器的组合系统

采用降阶的 13 阶状态方程, 再采用“次 II”中的分段常值增益阵。用这种滤波器的组合系统的协方差分析结果在图 4 ~ 图 7 中用“次 III”表示。

如果把状态方程的阶次再进一步降低, 把全部系统噪声都近似为白噪声, 并适当的采取伪随机信号补偿措施, 则系统状态方程从 18 阶降为 9 阶。对这个 9 阶的状态方程再采用分段常值增益的滤波器, 这种组合系统的协方差分析结果在图 4 ~ 图 7 中用“次 IV”表示。

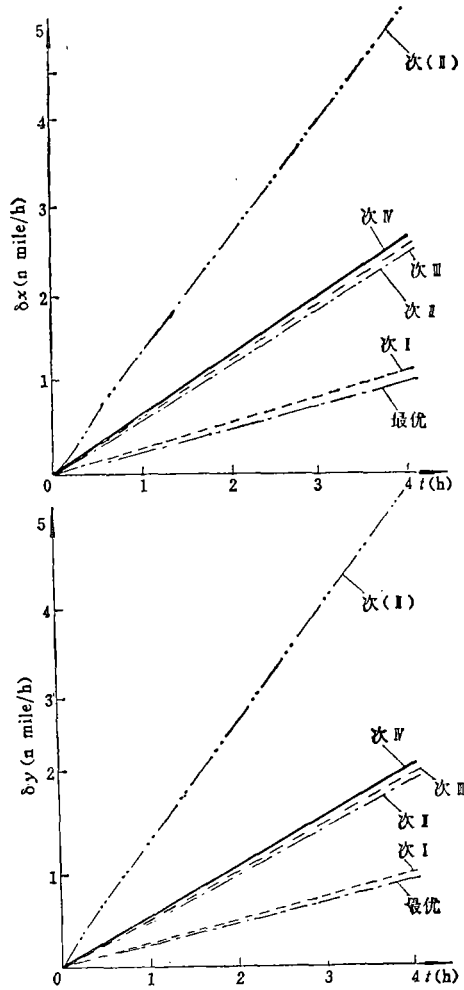


图 7 组合系统位置误差

## 六、仿真结果和结论

协方差分析的结果已用曲线表示在图 4 ~ 图 7 中, 为了更清楚起见, 我们把采用各种不同滤波器的组合系统误差的稳态值列在表 2 中, 并和纯惯性系统进行了比较。

从协方差分析结果, 得到以下三点结论:

1. 采用随机漂移为  $0.1^\circ/h$  的陀螺仪, 零位误差为  $10^{-4}g$  的加速度计, 构成的纯惯性系统, 可以成为一个高性能的航向姿态系统。

2. 在给定条件下, 采用最优卡尔曼滤波器和本文提出的几种次优滤波器的组合系统, 都能实现导航精度为 1 nmile/h 的要求。说明用低精度的惯性器件, 应用卡尔曼

表 2 导航系统性能比较

	姿态误差 (")		速度误差 (n mile/h)		位置误差 (nm)	多普勒测速误差 (n mile/h)	
	$\alpha$	$\beta$	$\delta V_n$	$\delta V_e$	(CEP)	$\delta V_{len}$	$\delta V_{lce}$
DI (最优) 改进比	24.98 87.7%	25.11 87.8%	0.341 98.1%	0.340 97.9%	1.25 96.6%	0.267	0.265
DI (次 I) 改进比	25.61 87.4%	28.07 86.4%	0.426 97.6%	0.334 98.1%	1.27 96.56%	0.282	0.249
DI (次 II) 改进比	29.61 85.4%	43.37 79.0%	0.708 96.1%	0.578 96.5%	2.73 92.6%	0.632	0.529
DI (次 III) 改进比	33.28 83.6%	49.55 76.0%	0.722 96.0%	0.594 96.4%	2.80 92.4%	0.648	0.540
DI (次 IV) 改进比	35.94 82.3%	54.97 73.3%	0.755 95.8%	0.609 96.3%	2.91 92.1%	0.686	0.562
I (惯性)	203.32	206.14	18.03	16.4	37.00		

注: 改进比 =  $\frac{\text{纯惯性系统误差} - \text{组合系统误差}}{\text{纯惯性系统误差}}$

滤波技术提高导航系统的性能是可行的。

3. 采用四种次优滤波器的组合系统协方差分析说明, 即使数学模型和实际系统有较大的差别, 采用卡尔曼滤波技术对提高导航系统的精度仍然是明显的。这说明应用卡尔曼滤波技术并不是很困难的。

### 参 考 文 献

- [1] 袁信、郑愕编, 捷联惯性导航原理, 航空专业教材编审组, 1985年。
- [2] 关继直主编, 线性控制系统理论在惯性导航系统中的应用, 科学出版社, 1984年。
- [3] 吴捷、李树英、钟汉枢, 卡尔曼滤波器的设计, 华南工学院学报, 1980年6月号。
- [4] William Zimmerman, Optimum Integration of Aircraft Navigation System, IEEF Trans. Vol AES-5, No. 5, (1969).
- [5] David. A. Arpin, State Noise Covariance Computation in the Falman Filter, AD-A055686, (1977).

## LOW COST DOPPLER AIDED STRAPDOWN INERTIAL NAVIGATION SYSTEM

*Yuan Xin and Yu Zaixin*  
(Nanjing Aeronautical Institute)

### Abstract

This paper presents a Doppler aided strapdown inertial navigation system which adopts low accuracy inertial sensors. The configuration and dynamic equations of the integrated system are discussed and derived. One optimum Kalman filter and four suboptimum Kalman filters are designed and evaluated. A covariance analysis of the integrated system performance is completed. The results of the covariance analysis indicate that the integrated system which adopts the gyros with random drift of  $0.1^\circ/\text{h}$  and the accelerometers with bias of  $10^{-4}\text{g}$  can achieve the navigation accuracy of 1 nm/h by means of the Kalman filter.